



(19) RU (11) 2 084 377 (13) C1
(51) МПК⁶ B 64 C 21/06, F 02 C 6/00

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 92003195/11, 02.11.1992

(46) Дата публикации: 20.07.1997

(56) Ссылки: Патент США N 3887147, кл. B 64 C 21/04, 1975.

(71) Заявитель:
Гришин Александр Николаевич

(72) Изобретатель: Гришин Александр Николаевич

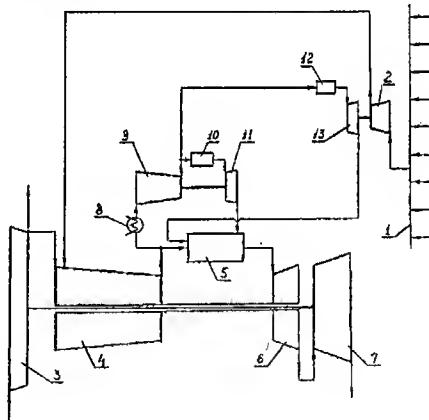
(73) Патентообладатель:
Гришин Александр Николаевич

(54) СИЛОВАЯ УСТАНОВКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С СИСТЕМОЙ ЛАМИНАРИЗАЦИИ ОБТЕКАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

(57) Реферат:

Использование: при разработке и создании летательных аппаратов и их силовых установок. Сущность изобретения заключается в том, что при его реализации достигается оптимальное сочетание возможностей самого летательного аппарата и его силовой установки. Летательный аппарат имеет на аэродинамических поверхностях щели для отсоса воздуха, связанные с компрессором системы ламинаризации. Отсасываемый воздух включен в термодинамический цикл основных двигателей летательного аппарата. Двигатели имеют внутренний контур, включающий компрессор, камеру сгорания и турбину, вспомогательный контур, состоящий из теплообменника, компрессора, камеры сгорания и турбины. Отбор воздуха из внутреннего контура во вспомогательный контур производится за компрессором внутреннего контура через трубопровод, подключенный к теплообменнику. За компрессором вспомогательного контура отбирается часть воздуха из вспомогательного контура, которая после подогрева в дополнительной камере сгорания

расширяется в силовой турбине, расположенной на одном валу с компрессором системы ламинаризации. После расширения газ направляется в камеру сгорания внутреннего контура. В ту же камеру сгорания возвращается газ из турбины вспомогательного контура. 2 ил.



Фиг. 2

R U 2 0 8 4 3 7 7 C 1

R U 2 0 8 4 3 7 7 C 1

Изобретение относится к авиастроению, ракетной технике и двигателестроению.

Известны конструкции летательных аппаратов, в которых система ламинаризации обтекания состоит из щелей, расположенных на аэродинамических поверхностях, и компрессора системы ламинаризации, связанного своим входом в эти щели [1, 2].

В [1] валкомпрессор системы ламинаризации соединен с валами вспомогательных силовых установок. В [2] компрессор системы ламинаризации расположен на одном валу с турбиной, системы, вращаемой горячим газом, отбираемым из промежуточной ступени турбины двигателя.

В обоих летательных аппаратах [1, 2] увеличивается расход топлива, что уменьшает положительный эффект от ламинаризации обтекания аэродинамических поверхностей, ограничивается расход отсасываемого воздуха.

Наиболее близким техническим решением, выбранным в качестве прототипа, является летательный аппарат с системой ламинаризации обтекания [2] включающей расположенные на аэродинамических поверхностях щели, соединенные трубопроводами с входом компрессора системы ламинаризации, внутренний контур, содержащий компрессор, камеру сгорания и турбину, компрессоры, наружный контур двигателя, содержащий винт или вентилятор и свободную турбину винта, вспомогательный контур, имеющий последовательно соединенные: теплообменник, компрессор, камеру сгорания и турбину, расположенную на одном валу с компрессором системы ламинаризации, причем выходные сечения компрессора и турбины системы ламинаризации подключены, соответственно, к проточной части компрессора и к камере сгорания внутреннего контура.

В известных устройствах компрессоры систем ламинаризации и двигатели расположены, как правило, в различных местах фюзеляжа. Вспомогательный контур с турбиной располагается рядом с компрессором системы ламинаризации. Трубопровод, связывающий компрессор двигателя с вспомогательным контуром, имеет большую протяженность и повышенное гидравлическое сопротивление. Повышенное гидросопротивление оказывает также трубопровод, связывающий турбину с камерой сгорания внутреннего контура, т.к. через него проходит весь расход возвращаемого газа. В результате снижается мощность, развиваемая в вспомогательном контуре, уменьшается расход отсасываемого воздуха и, как следствие, снижается экономичность летательного аппарата.

Целью изобретения является устранение указанных недостатков и повышение экономичности.

Это достигается тем, что входное сечение турбины системы ламинаризации обтекания подключено через дополнительную камеру сгорания к области за компрессором вспомогательного контура, а выходное сечение турбины вспомогательного контура соединено с камерой сгорания внутреннего контура двигателя.

Мощность, выделяемая в

вспомогательном контуре, увеличивается вследствие снижения потерь полного давления в трубопроводе отбора воздуха, связывающего компрессор вспомогательного контура с дополнительной камерой сгорания, из-за повышения в нем давления, а также вследствие расположений большей части элементов вспомогательного контура рядом с внутренним контуром. Дополнительное увеличение мощности и КПД может быть достигнуто также за счет увеличения температуры газа в дополнительной камере сгорания, т. к. ее стенки и горячие детали турбины системы ламинаризации обтекания могут быть эффективно охлаждены топливом. Из-за расхода газа, проходящего через турбину, уменьшается гидросопротивление трубопровода, связывающего ее выход с камерой сгорания внутреннего контура.

Повышенная мощность вспомогательного контура позволяет увеличить расход отсасываемого воздуха или увеличить площадь аэродинамических поверхностей, на которых производится ламинаризация пограничного слоя, а следовательно, улучшить эксплуатацию характеристики и экономичность летательного аппарата.

На фиг. 1 представлена схема предложенной силовой установки с системой ламинаризации обтекания аэродинамических поверхностей.

На фиг. 2 представлен возможный вариант компоновки предложенной силовой установки.

Летательный аппарат с системой ламинаризации обтекания включает щели отсоса 1 на аэродинамических поверхностях, компрессор 2 системы ламинаризации обтекания, внутренний контур, состоящий из винта или вентилятора 3, компрессора 4, камеры сгорания 5, турбины 6, компрессора и турбины 7 винта, вспомогательный контур, содержащий последовательно соединенные теплообменник 8, компрессор 9, камеру сгорания 10 и турбину 11. Область за компрессором 9 связана трубопроводом с дополнительной камерой сгорания 12 и турбиной 13.

В полете через щели 1 производится отсос воздуха из пограничных слоев, образующихся на аэродинамических поверхностях летательного аппарата. Далее воздух поступает в компрессор 2 системы ламинаризации, сжимается там и направляется в проточную часть компрессора 4. Компрессор 2 приводится во вращение турбиной 13, которая, в свою очередь, вращается за счет энергии части расхода воздуха вспомогательного контура. Воздух в вспомогательный контур отбирается за компрессором 4, охлаждается в теплообменнике 8, сжимается в компрессоре 9. После компрессора 9 часть воздуха нагревается в камере сгорания 10 и расширяется в турбине 11. Другая часть по трубопроводу подается в дополнительную камеру сгорания 12, где нагревается, а затем расширяется в турбине 13. Горячий газ из турбины 13, а также из турбины 11 поступает в камеру сгорания 5 внутреннего контура. При этом газ из силовой турбины 13 может подаваться в головную часть камеры сгорания 5, где будет осуществляться эффективное дожигание несгоревшего топлива, при его использовании для охлаждения камеры сгорания 12 и турбины

R U ? 0 8 4 3 7 7 C 1

13.

Источники информации

1. Лэнг Р.Х. Проектная разработка системы ламинаризации обтекания крыла транспортного самолета Аэрокосмическая техника, т.3 № 4, 1985, с. 18-24.

2. Патент США N 3887147, кл. В 64 С 21/04, 1975.

Формула изобретения:

Силовая установка летательного аппарата с системой ламинаризации обтекания аэродинамических поверхностей, содержащая выполненные на аэродинамических поверхностях щели, соединенные трубопроводами с входом компрессора системы ламинаризации, внутренний контур двигателя, включающий компрессор, камеру горения и турбину компрессора, наружный контур двигателя,

включающий винт или вентилятор и свободную турбину, вспомогательный контур, включающий теплообменник, компрессор, камеру горения и турбину, систему ламинаризации обтекания, включающую компрессор и турбину, причем выходные сечения компрессора и турбины системы ламинаризации обтекания соединены соответственно с промежуточным сечением компрессора и камерой горения внутреннего контура, отличающаяся тем, что входное сечение турбины системы ламинаризации обтекания соединено посредством дополнительной камеры горения с выходным сечением компрессора вспомогательного контура, а выходное сечение турбины вспомогательного контура соединено с камерой горения внутреннего контура двигателя.

20

25

30

35

40

45

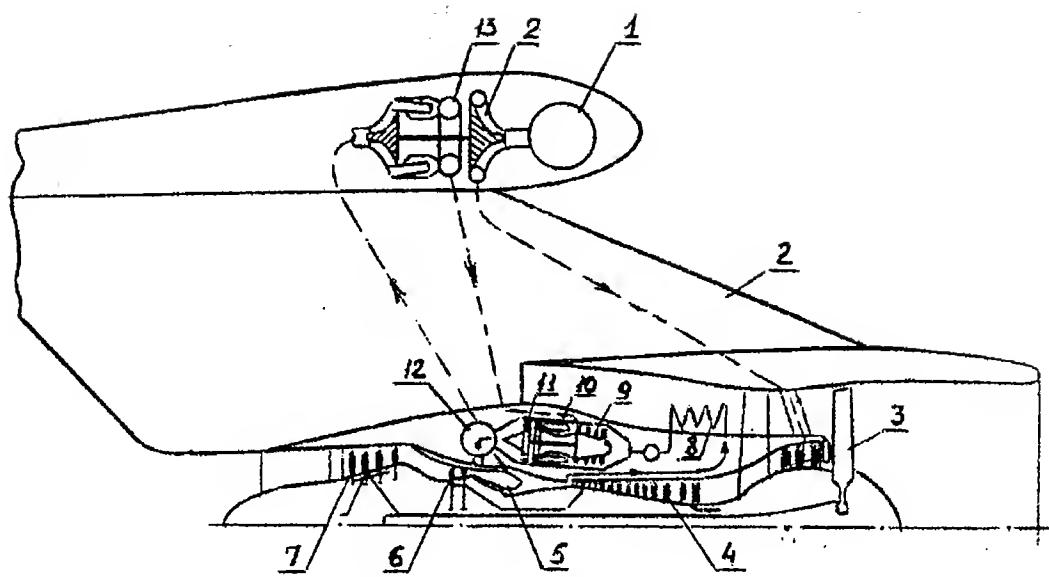
50

55

60

R U 2 0 8 4 3 7 7 C 1

R U 2 0 8 4 3 7 7 C 1



Фиг. 2

R U 2 0 8 4 3 7 7 C 1



(19) RU (11) 2 084 377 (13) C1
(51) Int. Cl. 6 B 64 C 21/06, F 02 C 6/00

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 92003195/11, 02.11.1992

(46) Date of publication: 20.07.1997

(71) Applicant:
Grishin Aleksandr Nikolaevich

(72) Inventor: Grishin Aleksandr Nikolaevich

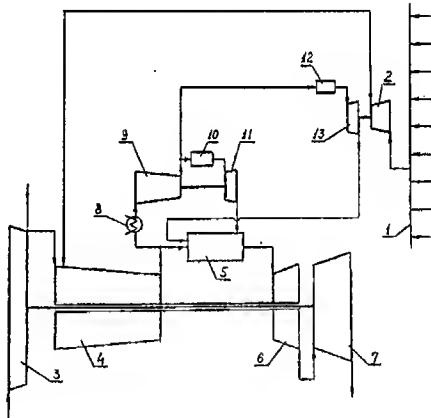
(73) Proprietor:
Grishin Aleksandr Nikolaevich

(54) POWER PLANT OF FLYING VEHICLE WITH LAMINAR-FLOW CONTROL SYSTEM OF AERODYNAMIC SURFACES

(57) Abstract:

FIELD: manufacture of flying vehicles and power plants. SUBSTANCE: aerodynamic surfaces of flying vehicles are provided with air suction slots connected with compressor of laminar-flow control system. Air being sucked is included in thermodynamic cycle of main engines of flying vehicle. Engine has inner loop including the compressor, combustion chamber and turbine and auxiliary loop including the head exchanger, compressor, combustion chamber and turbine. Air from inner loop is bled to auxiliary loop after the compressor of inner loop through pipe line connected to heat exchanger. Part of air bled from auxiliary loop after compressor of this loop is expanded in power turbine after preheating it in additional combustion chamber. Power turbine is mounted on common shaft together with compressor of laminar-flow control system. After expansion gas is directed to combustion chamber of internal loop. Gas from turbine of auxiliary

loop is returned to the same combustion chamber. EFFECT: optimal combination of capabilities of flying vehicle and its power plant. 2 dwg



Фиг. 1

R U 2 0 8 4 3 7 7 C 1

R U 2 0 8 4 3 7 7 C 1